

Studi Numerik dan Eksperimental Aliran 3-D pada Kombinasi Airfoil/Pelat Datar dengan Variasi Permukaan Bawah dan Pengaruh Celah

Gunawan Nugroho

Laboratorium Konversi Energi dan Pengkondisian Lingkungan
Jurusan Teknik Fisika FTI-ITS
E-mail: gunawan@ep.its.ac.id

Herman Sasongko

Laboratorium Mekanika Fluida
Jurusan Teknik Mesin FTI-ITS

ABSTRAK

Kompleksnya aliran 3-D pada daerah *endwall* dan ujung dari kombinasi *airfoil*/plat datar telah menarik perhatian para peneliti di bidang Aerodinamika pada tahun-tahun belakangan ini. Penelitian aliran 3-D dilakukan terutama pada kompresor kaskade baik secara eksperimental maupun numerik. Oleh karena itu, untuk memberikan dasar yang lebih kokoh, penelitian ini menitikberatkan pada kombinasi *airfoil* tunggal/plat datar dengan memberikan pengaruh celah. Penelitian ini dilakukan secara numerik dan eksperimental dengan melakukan variasi geometri pada permukaan bawah dan sudut serang 0° . Dalam studi numerik, kerapatan dan viskositas udara dianggap konstan serta aliran masukan sebesar 25 m/s. Parameter-parameter yang diperhatikan dalam analisa adalah tekanan statik, tekanan dinamik, kecepatan, dan tegangan geser. Studi eksperimental dilakukan pada *wind tunnel* dengan kecepatan aliran masukan 25 m/s dengan daerah pengukuran tekanan statik pada dinding dan badan *airfoil* yang meliputi ujung dinding, ujung celah dan tengah badan *airfoil*. Visualisasi aliran dilakukan untuk mendukung studi numerik dan pengukuran tekanan statis dengan melihat detail konfigurasi garis gesekan kulit. Dari penelitian didapatkan bahwa formalisme 2 D *flow* terbukti sangat mempengaruhi karakteristik aliran 3 dimensi. Variasi permukaan bawah dan penggunaan model dengan ketebalan bilah yang besar menegaskan, yaitu aliran yang menuju ujung depan akan mengalami gradien tekanan balik yang lebih besar sehingga aliran akan lebih cepat terpisahkan dan begitu juga jika aliran melewati kontur lebih lengkung, gradien tekanan balik yang lebih besar menginduksikan ujung celah *flow* yang lebih kuat

Kata kunci: Titik sadel, ujung-celah, aliran jet, gradien tekanan balik dan *vortex* ujung celah.

ABSTRACT

Recently, the complexity of 3-D flow around airfoil/flat plate junction at endwall region has attracted many researchers of Aerodynamics. The majority of its experimental and numerical observations are conducted to compressor cascade. Because of that importance, stronger conceptual basis of 3-D flow is required, so the present study has stressed on single body airfoil/flat plate which clearance effect is exist. Variation of angle of attack and geometry on lower surface in this research have been carried out numerically and experimentally. Numerical study has been implemented by putting inlet velocity 25 m/s as initial condition while air density and viscosity are assumed constants. Trends of coefficient of pressure and velocity vector are studied accurately. Experimental study was conducted in wind tunnel with inlet velocity 25 m/s by means of measurement of static pressure on wall and airfoil which endwall and midspan are included. Two previous methods were supported by flow visualisation in the manner of examining the details of skin friction line. It was evidenced that 2-D history flow was strongly influenced 3-D flow characteristics. It was clarified by lower surface variation and by usage of wider blade thickness model, that was when incoming flow attached to leading edge would experience stronger adverse pressure gradient with the result that separated earlier and so was when it pass more curved surface, stronger adverse pressure gradient is responsible for generating greater pressure difference between upper and lower surface and finally, tip clearance flow is induced more intensively. Those effects are amplified when angle of attack is applied. Saddle point is formed further away in front of leading edge and tend to move on pressure side below, Wider branch separation line is detected and jet flow is amplified.

Keywords: Saddle point, tip-clearance, jet flow, adverse pressure gradient and tip clearance vortex.

PENDAHULUAN

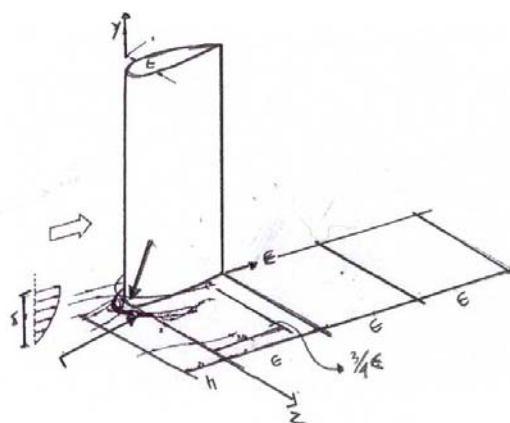
Fenomena aliran melalui benda adalah subyek yang penting sekali bagi Aerodinamikawan. Fenomena ini banyak memberikan informasi mengenai karakteristik aliran fluida beserta gaya-gaya yang ditimbulkannya. Analisa dua dimensi (2D) sudah sejak lama dipakai untuk mendeskripsikan fenomena tersebut dan cukup memuaskan untuk keadaan-keadaan yang sederhana. Belakangan ini diketahui bahwa fenomena aliran melalui benda jauh lebih kompleks dari yang semula diketahui, analisa dua dimensi tidak lagi cukup untuk memberikan karakteristiknya.

Fenomena aliran tiga dimensi pada aliran melalui benda terjadi bila aliran fluida banyak menerima gangguan. Untuk kompresor aksial, gangguan itu berasal dari pusat dan selimut. Interaksi fisis antara lapisan batas dengan lapisan batas selimut dan pusat merupakan aliran tiga dimensi yang sangat rumit. Fenomena yang dikenal sebagai aliran sekunder tersebut dapat terjadi pada ujung dinding dan dekat ujung celah. Kerugian yang diakibatkan oleh terjadinya aliran sekunder tersebut meliputi pengaruh halangan, kehilangan sekunder dan defleksi sepanjang badan blade.

Karakteristik aliran tiga dimensi ini meliputi banyak aspek. Penelitian bidang ini mempunyai bermacam-macam analisa tergantung pada bidang minat dan tujuan pemanfaatannya. Mulai dari Kubendran [1] yang meneliti tentang aliran turbulen pada sambungan sayap/plat datar. Mereka menemukan bahwa kuantitas aliran turbulen dipengaruhi oleh kekuatan dan lokasi *vortex* separasi sepatu kuda. Pengaruh ini kemudian dilaporkan akan masih terasa pada jarak tiga kali panjang *chord* di belakang ujung depan [2]. Pengukuran tegangan geser dan tekanan statik menunjukkan bahwa variasi geometri blade dan aliran sekunder sangat menentukan arah dan kekuatan dari tegangan geser [3]. Pierce dan Shin [4] melaporkan bahwa sistem *vortex* sepatu kuda juga terjadi pada sambungan silinder dan plat datar. Suatu upaya teoritis dilakukan oleh Itoh [5] yang menghubungkan pengaruh dinding dan kurva garis aliran dengan stabilitas lapisan batas tiga dimensi. Penelitian ini menyimpulkan bahwa bilangan Reynolds kritis mempunyai nilai terendah pada daerah dekat ujung depan. Dewi [6] mengidentifikasikan adanya titik sadel yang terbentuk pada aliran yang melintasi kombinasi silinder miring dengan pelat lengkung. Kemiringan silinder terhadap kurva dinding menghasilkan daerah halangan di sudut interaksi aliran datang. Rahman [7] melaporkan bahwa aliran tiga dimensi pada daerah interaksi airfoil simetris dengan plat datar cenderung terdefleksi ke sisi hisap jika diberi pengaruh celah. Penambahan sudut serang menyebabkan titik sadel semakin menjauhi ujung depan.

Dengan demikian dapat diduga bahwa pemasangan sayap dengan ketebalan lebih besar akan menaikkan gradien tekanan balik sehingga membuat titik sadel terbentuk lebih dini dengan pembebanan sudut serang yang sama. Pertambahan kelengkungan permukaan bawah yang membuat perbedaan tekanan antara permukaan bawah dan atas akan mempengaruhi posisi titik sadel, struktur garis separasi 3D depan, aliran terpinil pada ujung belakang, struktur garis separasi 3D belakang dan lokasi titik sadel. Adanya penambahan celah akan menyebabkan aliran yang masuknya akan dipercepat membentuk aliran jet, serta munculnya *vortex* ujung celah yang bertambah intensitasnya karena pertambahan kelengkungan permukaan bawah sehingga dapat ditarik hipotesa bahwa intensitas aliran terpinil akan mengecil dan bentukan daerah ombak pojok akan kurang kentara jika dibandingkan dengan kasus tanpa celah.

Sangat sedikit yang sudah didokumentasikan mengenai evolusi dan sifat-sifat dinamika sistem *vortex* tiga dimensi, juga sedikit yang diketahui tentang hubungan antara proses erosi dan karakteristik *vortex* tersebut. Hal ini mungkin satu alasan mengapa banyak perbedaan diantara formula-formula yang meramalkan gesekan lokal serta banyak ketidakpastian mengenai sifat-sifat fundamentalnya. Studi eksperimental mengenai fenomena aliran pada interseksi tonjolan dan plat datar dilakukan oleh Merati et al. Posisi tonjolan normal pada permukaan plat datar, dengan sudut serang (α) = 0° terhadap aliran bebas. Model tonjolan adalah modifikasi NACA 0020, dengan susunan model dan lokasi pengukuran beserta skema vortisitas aliran ditunjukkan seperti gambar 1.



Gambar 1. Skema Struktur Aliran pada Daerah Interaksi Badan-Tonjolan

Telah diklarifikasi beberapa hal penting melalui hubungan postulat area vektor kontinyu dengan pola dari barisan-barisan gesekan kulit, dari pada dengan garis-garis aliran yang hanya berada di atas permukaan. Dengan kata lain, bahwa titik sadel adalah kondisi yang diperlukan untuk separasi aliran 3D. Jadi, pengertian tentang separasi aliran 3D

dapat diperoleh dengan menempatkan hipotesa Legendre ke dalam suatu kerangka kerja yang cukup luas dengan memasukkan pengertian struktur topologi, stabilitas struktur dan bifurkasi.

Titik Singular

Dalam pola barisan garis gesekan kulit, titik singular terjadi pada titik yang terisolasi di atas suatu permukaan, dimana gesekan kulit permukaan menjadi identik dengan nol. Titik singular dibagi menjadi tiga jenis yaitu:

(a) Node

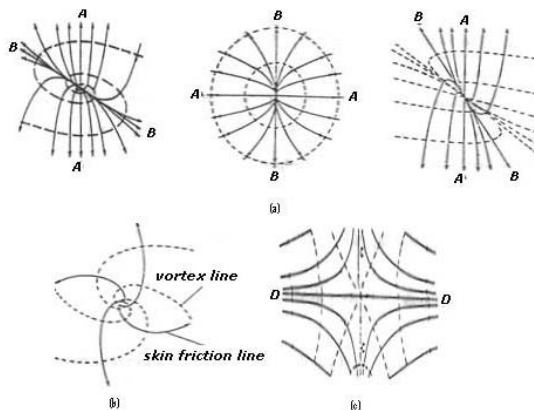
Node terdiri dari dua macam yaitu titik nodal dan foci/focus. Titik nodal adalah titik yang dilewati barisan-barisan gesekan kulit di berhingga dan memiliki garis tangen. Apabila semua barisan gesekan kulit diarahkan keluar menjauhi titik tersebut, maka titik ini disebut titik nodal pengikatan. Sebaliknya, bila semua barisan gesekan kulit diarahkan masuk menuju titik tersebut, maka disebut titik nodal separasi.

(b) Focus

Focus adalah titik yang dilewati barisan-barisan gesekan kulit tak berhingga dan tidak memiliki garis tangen. Gesekan kulit tersebut berputar spiral mengelilingi titik singular, baik itu menjauhi titik fokus pengikatan, maupun yang menuju titik fokus separasi. Hal ini terjadi karena adanya putaran dari aliran atau permukaan.

(c) Titik sadel

Suatu titik dimana hanya ada dua aliran utama yang melalui sebuah titik singular dengan ada arah yang menuju titik tersebut pada satu aliran utama lainnya. Barisan gesekan kulit lainnya tidak melewati titik singular tersebut dan arahnya mengikuti arah pendekatan aliran utama. Dari semua pola barisan gesekan kulit yang memungkinkan pada permukaan badan hanya titik-titik singular yang memenuhi aturan topologi dimana jumlah *node* harus dua kali lebih banyak dari jumlah titik sadel.



Gambar 2. Singular point: (a) Node, (b) Focus, (c) Titik sadel.

METODE PENELITIAN

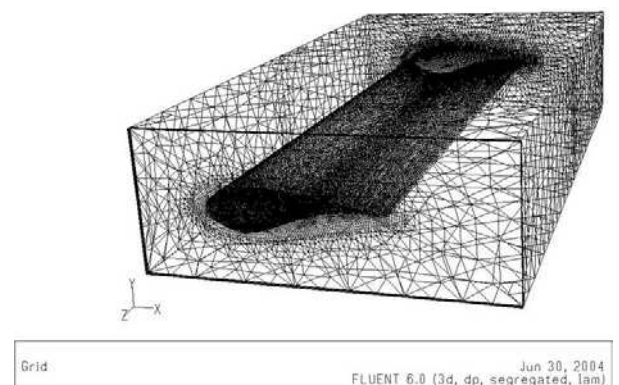
Metode Numerik

Penggunaan *software FLUENT 6.0* dalam penelitian ini bertujuan sebagai langkah awal dalam menganalisa dan membanding terhadap hasil yang diperoleh dari eksperimen. Oleh karena sebagai pembandingan, dimana tinjauan eksperimen adalah 3D, maka pembuatan model dan perhitungan dalam *FLUENT* juga dilakukan dalam 3D. Tentu saja ini menjadi satu bentuk keterbatasan tersendiri yang memungkinkan timbulnya perbedaan antara hasil yang diperoleh dari eksperimen dengan hasil yang diperoleh dari perhitungan numerik sebab adanya idealisasi parameter-parameter tertentu yang membuat kondisi pemodelan numerik sedikit berbeda dari kondisi pemodelan dalam eksperimen.

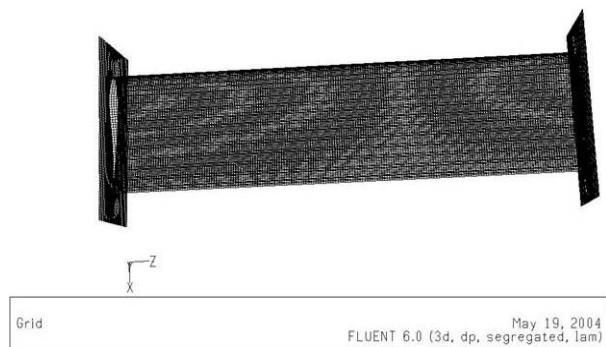
Adapun langkah-langkah yang dilakukan dalam pemodelan numerik ini adalah sebagai berikut:

1. Pembuatan benda uji dengan menggunakan *software Ansys 5.7*

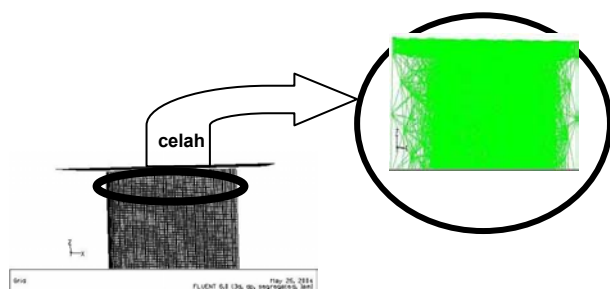
Dalam pembuatan geometri benda uji, pertama digunakan menu *create keypoints* untuk menentukan titik-titik koordinat dalam koordinat kartesian. Setelah itu digunakan menu *create lines* dalam membuat garis, menu yang digunakan ada dua yaitu *straight lines* untuk ruang uji dan *splines* untuk geometri *airfoil*. Kemudian digunakan menu *create area by lines* untuk membuat area yang akan diuji. Volume dan *clearance* dibuat dengan menjalankan menu *extrude area to location* contohnya dengan lokasi koordinat $z = 48$ dan $z = 48.3$. Langkah berikutnya adalah meshing geometri, untuk langkah ini ada beberapa alternatif yang dapat diterapkan, namun yang tercepat adalah dengan menu *mesh volume sweep*. Langkah ini akan menggenerasi elemen yang sama sepanjang geometri namun pada daerah-daerah tertentu seperti dekat *wall*, sayap dan *clearance* dapat diperapat dengan menggunakan skala *mesh* yang lebih kecil. Contoh geometri yang akan diteliti adalah sebagai berikut:



Gambar 3. Meshing Benda Kerja dan Ruang Uji



Gambar 4. Meshing Airfoil/Plat Datar



Gambar 5. Meshing Celah

Geometri yang telah lengkap ini kemudian disimpan dengan menu *write archive model* agar dapat dibaca oleh *software Fluent 6.0* dengan *extensi file cdb*.

2. Penyelesaian dengan menggunakan *software Fluent 6.0*

Berikutnya *software Fluent* dapat mengimport *file Ansys* tersebut dengan menggunakan menu *file import*, *file* yang akan dibaca oleh *Fluent* adalah *Ansys Prep 7*. Setelah pembacaan sempurna maka dilakukan pembagian daerah geometri dengan menu *separate faces*, menu ini akan membagi geometri menjadi daerah *wall*, *body*, *clearance* dengan daerah lainnya. Menu *define solver* dan *viscous* selanjutnya digunakan untuk menentukan dimensi penyelesaian dan penyelesaian persamaan dari model. Kemudian pada menu *operating condition* dan *boundary condition* akan ditentukan kondisi operasi dan kondisi batas pada masukan, dinding, benda dan dinding celah. Kondisi operasi adalah tekanan atmosfer dan kondisi batas adalah kecepatan dengan nilai 25 m/s untuk masukan dan 0 m/s untuk dinding, benda dan dinding celah.

Untuk kasus celah, akan digunakan variasi ketebalan celah antara 0.066 m sampai 0.3 m guna menyelidiki fenomena aliran ujung celah berdasarkan rasio antara tebal celah terhadap ketebalan bilah, *c/t*. Kemudian cara yang sama juga akan dilakukan pada eksperimen.

Metode Eksperimen

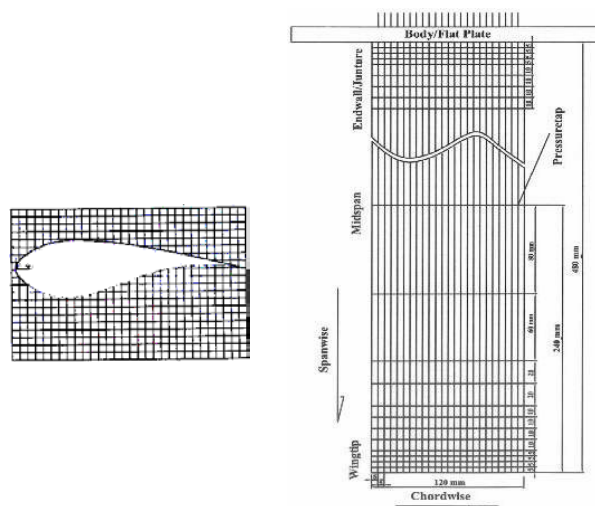
1. Pengukuran Tekanan

Tahap ini adalah tahap yang paling penting dalam eksperimen dimana data yang diperoleh akan dianalisa dan disesuaikan dengan hasil visualisasi maupun numeriknya. Alat pengambil data adalah manometer yang disusun miring dengan sudut 15° .

Adapun proses pengambilan data dilakukan dengan langkah-langkah sebagai berikut:

a. Pengukuran Tekanan Statis

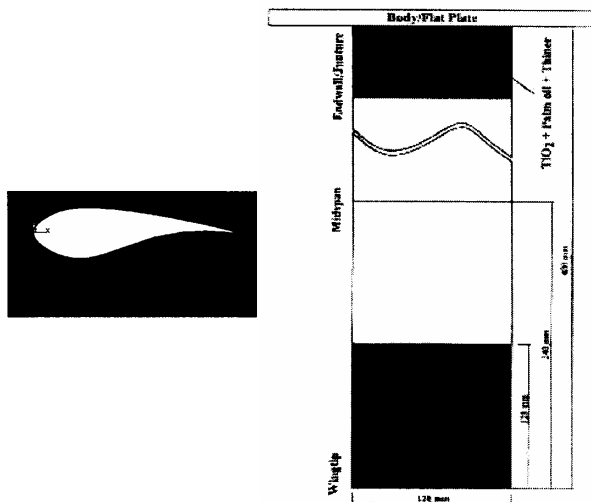
Tekanan statis diambil pada daerah ujung celah, ujung dinding, dan permukaan dinding. Caranya dengan memasang sensor tekanan pada sisi hisap dan tekanan sepanjang kontur profil dan pada permukaan dinding. Sensor tekanan pada daerah ujung dan ujung dinding masing-masing disusun berderet ke arah *span* dan *chord*. Pada arah *chord* masing-masing berjarak 5 mm. Sedangkan pada arah *span*, dari tip maupun *endwall* menuju tengah badan, 4 deret pertama masing-masing berjarak 5 mm, kemudian 4 deret ke dua berjarak 10 mm, 2 deret ke tiga berjarak 20 mm, 1 deret ke empat berjarak 60 mm dan 1 deret terletak pada tengah badan. Posisi sensor tekanan pada permukaan sayap dan dinding dapat dilihat pada gambar 6.



Gambar 6. Posisi Sensor Tekanan pada Airfoil dan Plat Datar

Tekanan statis diukur pada ujung celah dan daerah ujung dinding bertujuan untuk mengetahui karakteristik distribusi tekanannya. Distribusi tekanan pada daerah ujung celah dipengaruhi oleh struktur aliran ujung celah sedangkan daerah ujung dinding dipengaruhi oleh struktur aliran sekunder.

- b. Pengukuran Tekanan Stagnasi dan Tekanan Statis di Bagian Tengah Saluran Uji.
Hal ini dilakukan untuk mendapatkan besar tekanan dinamis di bagian tengah saluran uji. Dengan asumsi aliran tidak terpengaruh gaya gesek dan inkompresibel, maka dengan menggunakan persamaan Bernouli dapat diperoleh kecepatan fluida di arus bebas.
 - c. Pengukuran Tekanan Sepanjang Kontur.
Hal ini untuk mendapatkan tekanan statis pada area yang telah dipasang sensor tekanan seperti pada gambar 6, kemudian dituangkan dalam suatu grafik kontur tekanan sama.
2. Visualisasi Aliran
- Visualisasi aliran merupakan cara untuk mengetahui fenomena garis gesekan kulit/garis tegangan geser dari aliran fluida pada suatu kontur permukaan atau penampang secara kualitatif.
- Pada model eksperimen yang digunakan, visualisasi akan diperoleh dengan menaburkan bubuk titanium yang dicampur dengan minyak nabati dan tiner pada bagian model yang telah ditentukan kemudian dialiri udara dengan kecepatan yang sesuai dengan rencana awal eksperimen yang dilakukan.



Gambar 7. Daerah Visualisasi pada *Airfoil* dan Plat Datar

Berikut adalah langkah-langkah pengambilan visualisasi:

1. Memasang benda uji/model pada lorong angin dengan cara pemasangan yang telah ditentukan sebelumnya pada saat kipas belum dinyalakan.
2. Membuat campuran untuk pemolesan pada daerah yang telah ditentukan dari bubuk titanium, minyak dan tiner dengan perbandingan 1:8:1

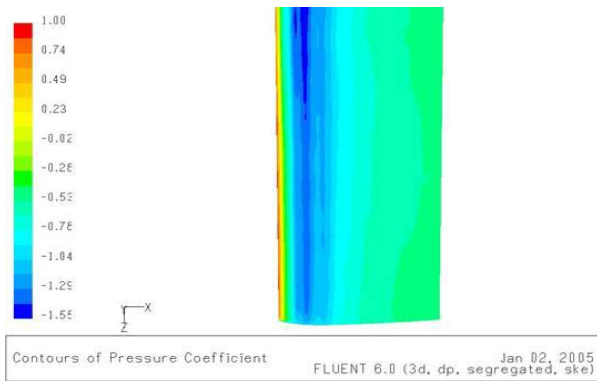
3. Memoleskan campuran yang telah dibuat ke daerah yang telah ditentukan pada model secara merata.
4. Menghidupkan kipas sesuai dengan kecepatan yang telah ditentukan sampai terbentuk pola-pola gesekan kulit yang cukup jelas pada permukaan model.
5. Mematikan kipas kemudian mengeluarkan model dari lorong angin untuk melakukan pemotretan pada model

HASIL DAN ANALISA

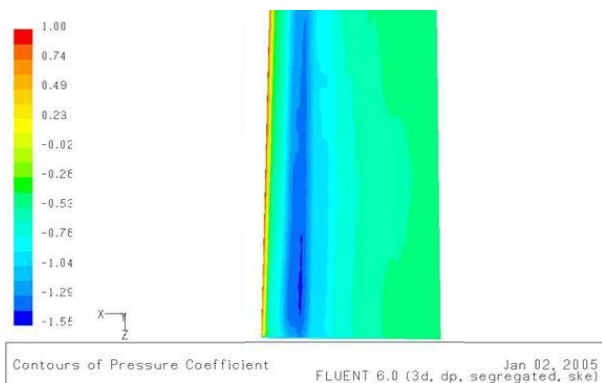
Pada bab ini akan dibahas mengenai hasil simulasi numerik beserta eksperimen berupa visualisasi dengan menggunakan campuran minyak dan pengukuran tekanan statis yang dalam pembahasan kemudian akan ditinjau perolehan data berupa kontur koefisien tekanan (C_p). Dari penelitian yang telah dilakukan didapatkan hasil yang sangat menarik dari fenomena yang terjadi pada aliran melewati dekat dinding dengan pengaruh celah dengan variasi geometri dan kasus sudut serang 0° . Dari eksperimen didapatkan hasil berupa data distribusi tekanan statis serta foto visualisasi aliran pada *airfoil* dan dinding. Diskusi dilakukan dengan memanfaatkan pendekatan terhadap penelitian yang terdahulu baik secara numerik maupun eksperimental.

Airfoil Simetris

Kontur tekanan statis pada simulasi numerik pada kasus *airfoil* simetris ditunjukkan oleh gambar 8. Dari sini didapatkan pada sisi hisap *airfoil*, pada bagian depan dari daerah yang paling jauh dinding ke daerah yang paling dekat dengan dinding, hanya sedikit mengalami penurunan tekanan. Hal ini ditunjukkan dengan warna yang hampir sama dari tengah badan sampai dengan daerah ujung. Terlihat bahwa C_p maksimum terletak pada tepat di tengah-tengah ujung depan yang ditandai dengan warna merah kemudian aliran dipercepat menuju daerah ketebalan maksimum sekitar 25% *chord* yang direpresentasikan dengan warna biru menunjukkan C_p paling rendah. Pada bagian sisi tekanan *airfoil*, kontur C_p mempunyai pola yang sama dengan sisi hisap seperti yang ditunjukkan oleh gambar 9. Hal ini karena aliran yang melalui *airfoil* simetris dengan sudut serang 0° mempunyai bentuk garis aliran yang benar-benar simetris antara sisi atas dan bawah sehingga tidak ada perbedaan tekanan antara keduanya. Distribusi tekanan yang sama ini juga belum menyebabkan munculnya *vortex* ujung celah, aliran yang memasuki ujung celah ini hanya dipercepat saja menuju ujung belakang *airfoil* karena memasuki bidang luasan yang lebih kecil.

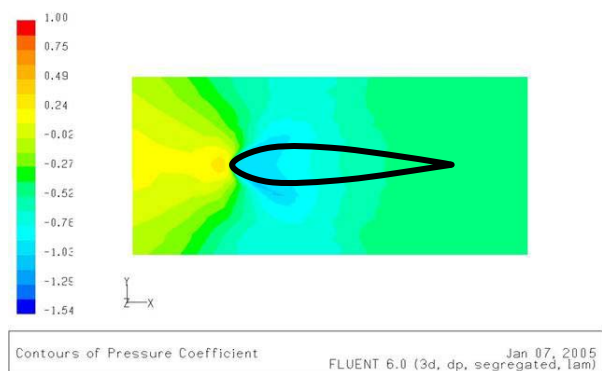


Gambar 8. Kontur Cp Sisi Atas Airfoil Simetris



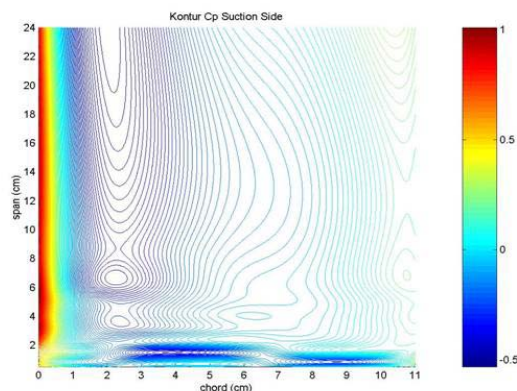
Gambar 9. Kontur Cp Sisi Bawah Airfoil Simetris

Gambar 10 menunjukkan distribusi tekanan pada dinding, terlihat bahwa titik sadel terbentuk tepat pada garis *chord* di depan *airfoil*. Oleh karena itu dapat dikatakan bahwa distribusi tekanan yang sama antara sisi bawah dan atas juga berlaku di dinding dan massa aliran didistribusikan sama dalam perjalanannya menuju sisi bawah dan atas. Aliran pada garis *chord* dengan demikian yang paling banyak kehilangan massa aliran, kehilangan massa berarti juga kehilangan energi maka dengan tambahan *gradien* tekanan balik, separasi aliran terjadi pada garis *chord*. Penjelasan ini berlaku dengan asumsi bahwa aliran di dinding memiliki efek gesekan yang sama di seluruh luasannya.



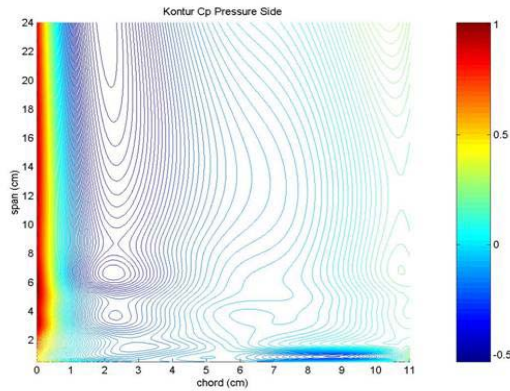
Gambar 10. Kontur Cp di Dinding

Titik sadel ditandai dengan mulai munculnya warna biru, warna biru yang tersebar searah *chord* menunjukkan efek separasi dengan karakteristik kecilnya C_p dan dalam perjalanannya cenderung berubah ke hijau karena pengaruh dari ujung celah yang memberikan efek hisapan. Pengukuran tekanan pada sisi atas *airfoil* juga menunjukkan kecenderungan yang sama dengan studi numerik. Gambar 11 menunjukkan kontur C_p sisi atas *airfoil* pada studi eksperimental, terlihat bahwa warna merah yang merupakan nilai C_p tertinggi berada pada daerah ujung depan dan menjadi biru tua pada daerah ketebalan maksimum dan sama jika diamati dari tengah badan sampai ujung. Namun terdapat perbedaan mulai terjadi pada daerah dekat ujung pada kedua studi ini, pada daerah ini studi eksperimental menunjukkan warna biru yang lebih banyak sepanjang *chord*. Fenomena ini menunjukkan efek aliran 3 dimensi telah nampak pada studi eksperimental, hampir semua daerah ujung setelah 25% *chord* menunjukkan warna biru tua yang menandakan daerah minimum C_p terus berlanjut sampai hampir mencapai ujung belakang. Data ini menandakan bahwa adanya aliran dari daerah yang lebih dekat tengah badan yang menuju ke ujung karena terlihat bahwa kontur daerah ujung belakang menunjukkan tekanan yang lebih tinggi dari ujung sehingga aliran akan membelok mencari daerah tekanan terendah.

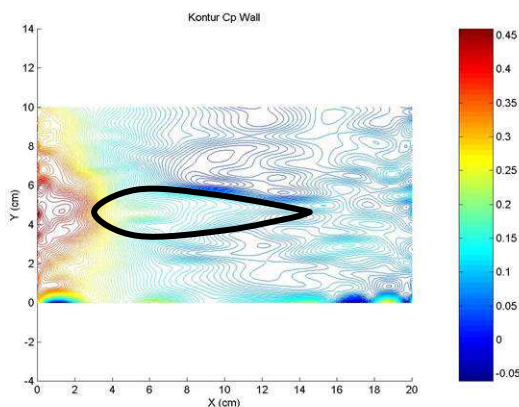


Gambar 11. Kontur Cp Eksperimental Sisi Atas Airfoil Simetris

Namun pengukuran pada sisi bawah *airfoil* menunjukkan hasil yang sedikit berbeda seperti ditunjukkan pada gambar 12, pada sisi bawah terlihat bahwa daerah tekanan minimum pada bagian ujung terletak pada sekitar 25% *chord* sehingga aliran 3 dimensi pada sisi bawah tidak begitu kentara karena daerah bertekanan rendah pada ujung. Juga pada daerah dekat ketebalan maksimum terdapat sedikit perbedaan dengan sisi atas, pada daerah ujung sisi bawah, tekanan minimum agak meluas dibandingkan dengan sisi atas sehingga aliran 3 dimensi mengarah ke daerah tersebut.

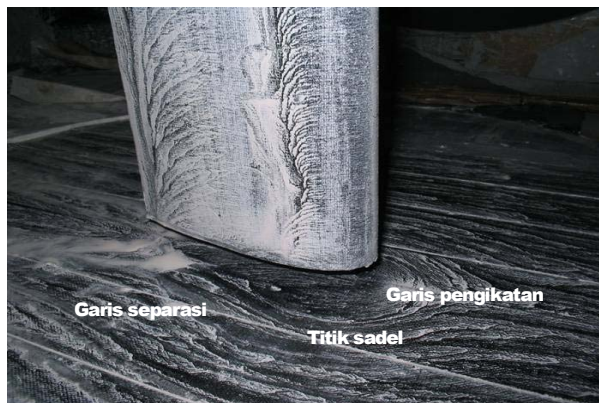


Gambar 12. Kontur Cp Eksperimental Sisi Bawah Airfoil Simetris



Gambar 13. Kontur Cp Eksperimental di Dinding

Gambar 13 menunjukkan kontur distribusi tekanan pada dinding, dimana *airfoil* terletak pada daerah 4 sampai 16 cm pada sumbu x dan 3,5 sampai 6,5 cm pada sumbu y. Dapat diamati bahwa aliran dipercepat pada saat memasuki celah, peristiwa ini ditunjukkan dengan munculnya warna biru tua pada daerah koordinat *airfoil*. Degradasi warna yang ditunjukkan pada garis searah *chord* menunjukkan penurunan momentum terutama perubahan warna terjadi secara mendadak di depan ujung depan yang menunjukkan karakteristik terjadinya separasi aliran 3 dimensi.



Gambar 14. Hasil Visualisasi Sisi Atas

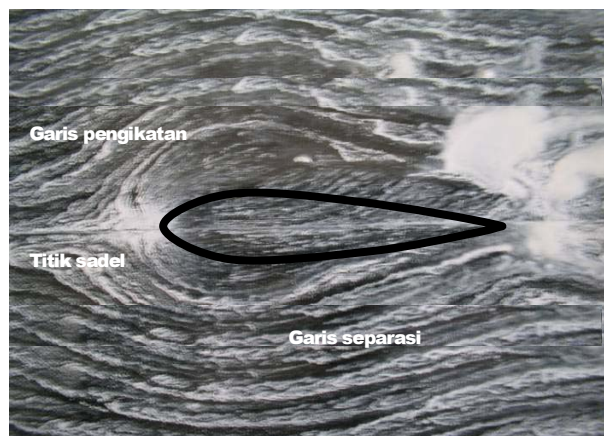
Foto-foto hasil visualisasi aliran ditunjukkan pada gambar-gambar 14 dan 15. Visualisasi aliran didapatkan dengan cara memotret garis-garis gesekan kulit pada *airfoil* maupun dinding. Pengamatan pada gambar 14 dan 15 menunjukkan adanya titik sadel yang terbentuk di depan ujung depan. Titik sadel adalah titik pertemuan antara dua garis aliran yaitu garis pengikatan dan garis separasi. Titik sadel terbentuk di daerah kurang energi pada dinding lapisan batas, yang selanjutnya membentuk garis melingkar mengikuti kontur *airfoil*.



Gambar 15. Hasil Visualisasi Sisi Bawah

Titik sadel juga merupakan awal terjadinya separasi 3 dimensi, semua garis aliran yang berada di sekitar garis separasi akan dibelokkan menjauhi dinding. Garis separasi berfungsi sebagai garis yang membatasi aliran di luar agar tidak saling bertabrakan dengan aliran yang berada di daerah separasi. Kedua hasil visualisasi tersebut juga menunjukkan bahwa pada sisi atas dan bawah tidak ada perbedaan distribusi tekanan sehingga efek penambahan celah belum tampak.

Gambar 16 adalah hasil visualisasi di dinding, terlihat bahwa cabang garis separasi masih terpisah mengikuti kontur *airfoil* dengan baik. Dengan geometri yang simetris dan pembebanan $\alpha=0^\circ$ maka garis aliran yang melalui *airfoil* akan simetris pula sehingga tidak ada beda distribusi tekanan antara sisi bawah dan atas. Dengan demikian, ketika aliran mendekati ujung depan akan mengalami gradien tekanan balik terbesar tepat pada garis *chord* *airfoil* dan massa yang terhisap ke celah pun berasal dari daerah tersebut sehingga energi minimum aliran berada pada garis *chord*, karena itu separasi 3 dimensi terjadi pada garis ini.

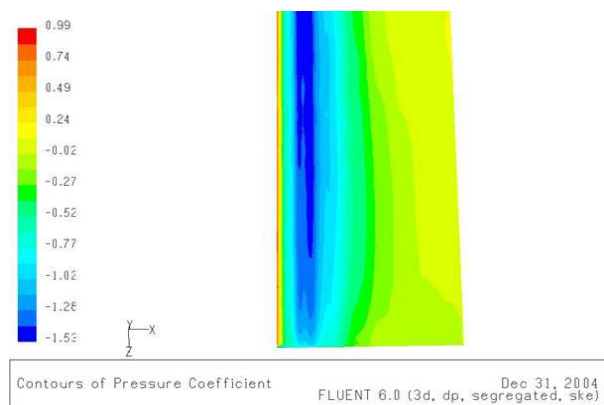


Gambar 16. Hasil visualisasi dan skema aliran di dinding

Airfoil Tidak Simetris I

Tidak seperti pada *airfoil* simetris, perubahan kontur permukaan bawah membuat *gradien* tekanan balik lebih besar sehingga beda tekanan akan muncul walaupun pada sudut serang 0° . Kontur tekanan statis pada simulasi numerik pada kasus *airfoil* simetris ditunjukkan oleh gambar 17. Dari sini didapatkan pada sisi hisap *airfoil*, serupa dengan kasus *airfoil* simetris dengan $\alpha=0^\circ$, pada bagian depan dari daerah yang paling jauh dari dinding ke daerah yang paling dekat dengan dinding, hanya sedikit mengalami penurunan tekanan. Pada daerah ujung (sekitar 25% chord), warna biru sedikit terdefleksi ke belakang digantikan warna biru muda, sekilas hal ini menunjukkan kenaikan tekanan jika dibandingkan dengan daerah yang lebih dekat ke tengah badan. Namun jika diamati lebih lanjut tidak demikian karena warna hijau didaerah ini terlihat lebih mendominasi sampai ke ujung belakang sehingga tekanan rendah tetap mendominasi daerah ujung.

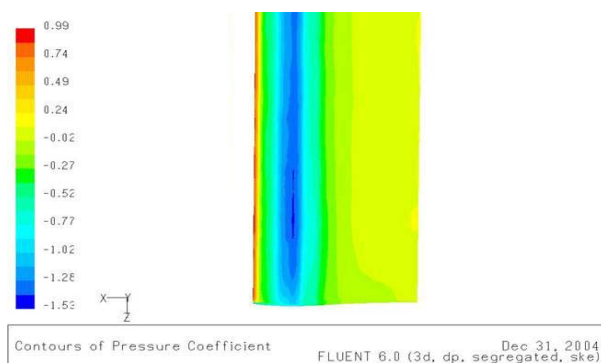
Dikarenakan efek interaksi dengan dinding yang mengakibatkan kurangnya momentum sehingga dalam perjalanannya menuju daerah ketebalan maksimum.



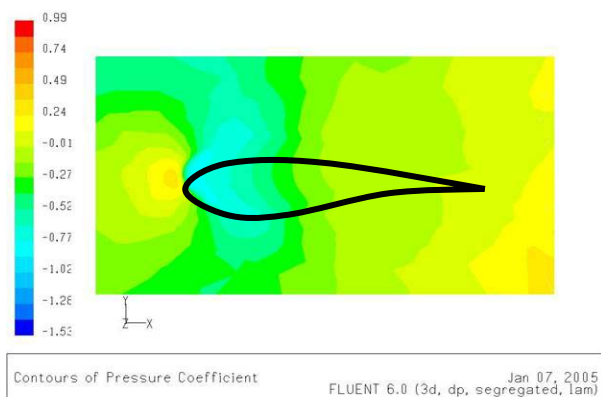
Gambar 17. Kontur Cp Sisi Atas Airfoil Tidak Simetris I

Pada bagian sisi tekanan *airfoil*, kontur C_p mempunyai pola yang sedikit berbeda dengan sisi hisap seperti yang ditunjukkan oleh gambar 18. Terlihat bahwa warna biru pada daerah ujung lebih pudar daripada bagian sisi atas, hal ini menunjukkan aliran pada daerah tersebut cenderung lebih lambat.

Distribusi tekanan yang berbeda ini munculnya *vortex* ujung celah, terutama di dekat ujung belakang, pada daerah ini aliran yang melalui sisi bawah mendapatkan tekanan pada permukaan atas lebih rendah daripada tekanan pada daerah ujung belakang. Distribusi warna pada gambar 17 terlihat lebih hijau pada daerah ujung belakang daripada gambar 18.



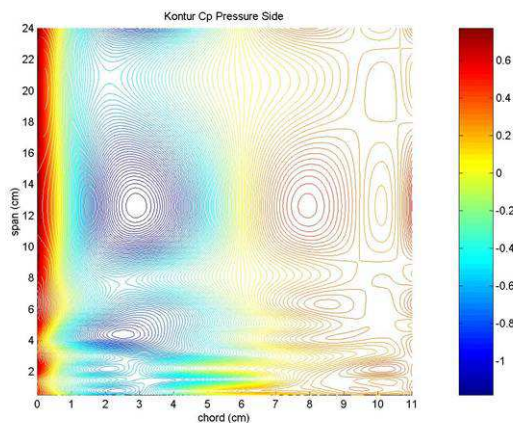
Gambar 18. Kontur Cp Sisi Bawah Airfoil Tidak Simetris I



Gambar 19. Kontur Cp di Dinding

Gambar 19 menunjukkan distribusi tekanan pada dinding, terlihat bahwa titik sadel terbentuk tepat pada garis *chord* di depan *airfoil*, tetapi agak sedikit ke bawah, hal ini menunjukkan bahwa perbedaan tekanan antara sisi atas dan bawah mempunyai pengaruh sampai ke daerah ujung depan yang mana masih mempunyai bentuk geometri sama antara sisi bawah dan atas sampai sekitar 25% *chord*. Dengan demikian aliran di depan ujung depan sedikit di bawah garis *chord* mengalami gradien tekanan balik yang lebih besar dan lebih banyak kehilangan energi akibat efek dari celah.

Titik sadel ditandai dengan mulai munculnya warna biru, karena terjadi beda tekanan, terlihat warna biru pada sisi atas lebih menyebar searah chord menunjukkan pengaruh separasi 3 dimensi lebih besar di daerah ini. Pengaruh masih ada sampai aliran meninggalkan ujung belakang ditandai dengan masih adanya beda distribusi warna walaupun keduanya telah mengalami peningkatan energi. Gambar 20 menunjukkan kontur C_p sisi atas *airfoil* pada studi eksperimental, terlihat bahwa warna merah yang merupakan nilai C_p tertinggi berada pada daerah ujung depan dan menjadi biru tua pada daerah maksimum ketebalan dan sama jika diamati dari tengah badan sampai ujung. Namun terdapat perbedaan mulai terjadi pada daerah dekat ujung pada kedua studi ini, pada daerah ini studi eksperimental menunjukkan warna biru yang lebih banyak sepanjang chord. Fenomena ini menunjukkan efek aliran 3 dimensi lebih hebat nampak pada studi eksperimental, pada sekitar 30% chord dekat tengah badan terlihat aliran mengalami gradien tekanan balik yang ditandai dengan mulai berubahnya warna menjadi hijau.

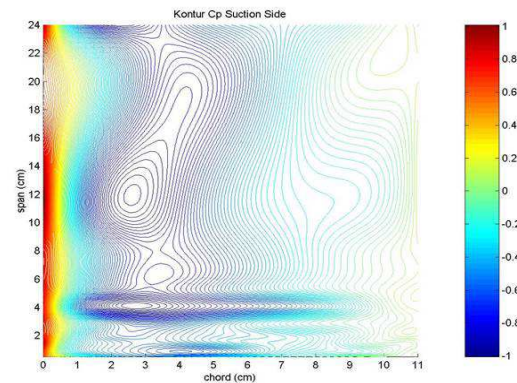


Gambar 20. Kontur C_p Eksperimental Sisi Atas *Airfoil* Tidak Simetris I

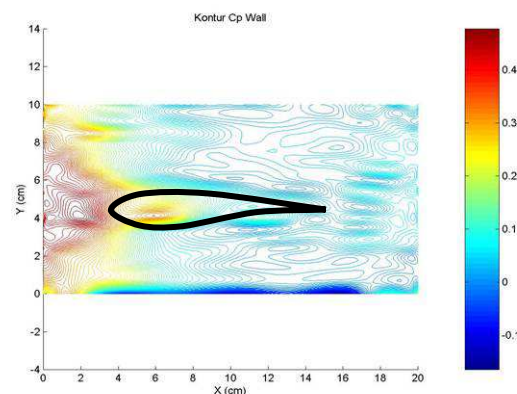
Semua daerah ujung setelah 25% *chord* menunjukkan warna biru tua yang menandakan daerah minimum C_p terus berlanjut sampai hampir mencapai ujung belakang. Data ini menandakan bahwa adanya aliran dari daerah yang lebih dekat tengah badan yang menuju ke ujung karena terlihat bahwa kontur daerah ujung belakang menunjukkan tekanan yang lebih tinggi dari ujung sehingga aliran akan membelok mencari daerah tekanan terendah.

Namun pengukuran pada sisi bawah *airfoil* menunjukkan hasil yang sedikit berbeda seperti ditunjukkan pada gambar 21, pada sisi bawah terlihat bahwa daerah tekanan minimum pada bagian ujung terletak pada sekitar 25% *chord* dan secara keseluruhan terlihat mengalami efek gradien tekanan balik yang hebat ditandai dengan berubahnya warna secara mendadak ke kuning. Berbeda

dengan *airfoil* simetris, pada kasus ini sisi bawah *airfoil* yang lebih source memberikan efek perlambatan yang lebih kuat pada aliran. Juga pada daerah dekat ketebalan maksimum terdapat sedikit perbedaan dengan sisi atas, pada daerah ujung sisi bawah, tekanan rendah agak lebih sempit daerahnya dibandingkan dengan sisi atas menunjukkan bahwa sejak semula, telah terjadi perbedaan tekanan walaupun pada jarak 0 sampai 25% chord geometri sisi bawah dan atas sama.



Gambar 21. Kontur C_p Eksperimen Sisi Bawah *Airfoil* Tidak Simetris I



Gambar 22. Kontur C_p Eksperimental di Dinding

Gambar 22 menunjukkan kontur distribusi tekanan pada dinding, dimana *airfoil* terletak pada daerah 4 sampai 16 cm pada sumbu x dan 3,5 sampai 6,5 cm pada sumbu y. Dapat diamati bahwa aliran dipercepat pada saat memasuki celah, peristiwa ini ditunjukkan dengan munculnya warna hijau pada daerah koordinat *airfoil* terutama pada sisi yang dekat dengan sisi atas yang menunjukkan adanya perbedaan tekanan. Berdasarkan data dari sisi bawah dan atas, karena perbedaan tekanan tersebut sampai pada badan *airfoil* maka akan menggenerasikan aliran jet yang akhirnya membentuk vortex ujung celah. Degradasi warna yang ditunjukkan pada garis searah *chord* menunjukkan penurunan momentum terutama perubahan warna

terjadi secara mendadak di depan ujung depan yang menunjukkan karakteristik terjadinya separasi aliran 3 dimensi.

Foto-foto hasil visualisasi aliran ditunjukkan pada gambar-gambar di atas. Visualisasi aliran didapatkan dengan cara memotret garis-garis gesekan kulit pada *airfoil* maupun dinding. Gambar 23 adalah hasil visualisasi aliran pada sisi atas, pengamatan pada sisi atas menunjukkan bahwa separasi aliran pada jarak yang dekat dengan tengah badan masih menyerupai profil pada *airfoil* simetris yaitu di dekat ujung belakang, namun gumpalan cat mulai agak memudar pada daerah yang dekat dengan dinding terutama di ujung tidak terlihat gumpalan tersebut. Aliran pada daerah dekat ujung terlihat membelok menuju dinding menunjukkan rendahnya tekanan pada daerah itu. Cat yang seharusnya mengumpul di ujung belakang terbawa menuju dinding dan akhirnya mengumpul di dinding. Tebalnya cat yang mengumpul tersebut merupakan tambahan massa dari sisi bawah yang terbawa oleh ujung celah *vortex* yang akhirnya bertumbukan dengan aliran sekunder sisi atas.



Gambar 23. Hasil Visualisasi Sisi Atas

Hasil visualisasi aliran pada sisi bawah ditunjukkan oleh gambar 24, dapat diamati bahwa terdapat massa yang masuk ujung celah menunjukkan adanya aliran ujung celah pada daerah setelah ketebalan maksimum dan aliran ujung celah meleleh pada jarak semakin mendekati ujung belakang ditandai dengan lemahnya goresan pada cat menunjukkan bahwa perbedaan tekanan antara sisi atas dan bawah juga semakin kecil karena aliran pada sisi bawah sudah menurun energinya. Goresan cat pada daerah ujung terlihat cenderung tegas menunjukkan bahwa sebagian massa aliran pada daerah tersebut terbawa masuk oleh aliran ujung celah.



Gambar 24. Hasil Visualisasi Sisi Bawah

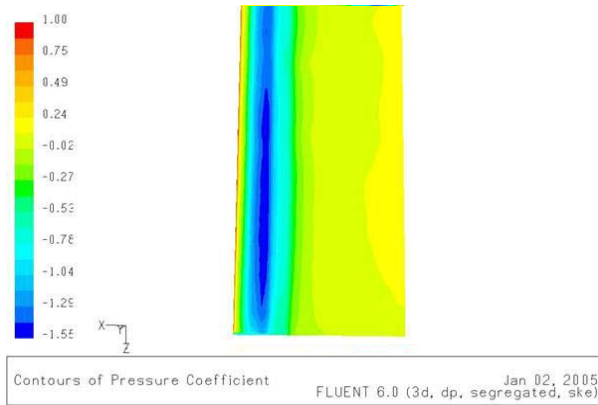


Gambar 25. Hasil Visualisasi dan Skema Aliran di Dinding

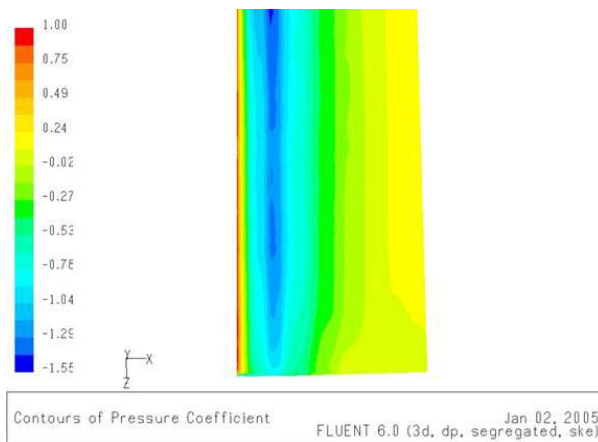
Pada gambar 25 terlihat bahwa titik sadel terbentuk lebih ke bawah jika dibandingkan dengan kasus *airfoil* simetris menandakan perbedaan tekanan karena pengaruh kontur sisi bawah sudah terjadi di depan ujung depan. Kontur pada sisi bawah mempunyai distribusi tekanan yang lebih besar jika dibandingkan sisi atas membuat gradien tekanan balik pada daerah ini lebih besar sehingga aliran terseparasi pada daerah ini.

Airfoil Tidak Simetris II

Hasil studi numerik di sisi atas ditunjukkan oleh gambar 26, tampak bahwa titik stagnasi terjadi di sekitar ujung depan, kemudian searah belakang aliran mengalami percepatan pada daerah sekitar 25% *chord*. Makin ke arah ujung terlihat bahwa tekanan semakin rendah ditandai dengan meluasnya warna hijau ke bawah. Degradasi warna lebih jelas ke arah belakang menunjukkan orientasi aliran yang masih mengarah ke ujung belakang kecuali pada jarak 0 – 20% span diukur dari ujung yang menunjukkan orientasi aliran yang ke arah ujung dinding.



Gambar 26. Kontur Cp Sisi Atas

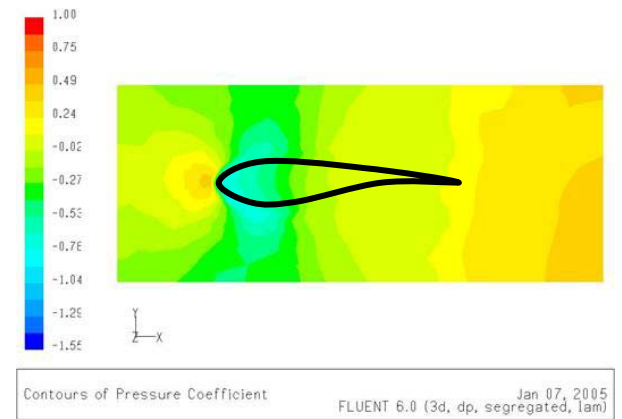


Gambar 27. Kontur Cp Sisi Bawah

Kontur di sisi bawah menunjukkan distribusi tekanan yang hampir sama dengan sisi atas di daerah ujung depan sampai ketebalan maksimum. Hal ini terjadi karena pada daerah tersebut, kedua sisi *airfoil* mempunyai kontur yang hampir sama, namun perbedaan yang cukup besar terjadi pada daerah setelah ketebalan maksimum, pada daerah ini terlihat bahwa kontur sisi bawah mempunyai distribusi tekanan yang lebih besar daripada sisi atas karena pada sisi bawah, aliran mengalami gradien tekanan balik yang besar disebabkan kontur *airfoil* yang lebih *source* sehingga laju aliran sangat diperlambat. Serupa dengan sisi atas, makin ke arah ujung distribusi tekanan terlihat makin rendah ditandai dengan meluasnya warna hijau ke bawah dan orientasi aliran yang mengarah ke enddinding tampak lebih lemah daripada sisi atas.

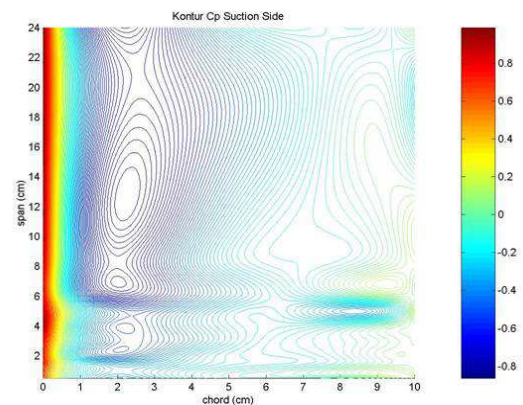
Distribusi tekanan di dinding ditunjukkan oleh gambar 28, tampak bahwa titik sadel terbentuk agak dekat di depan ujung depan dan terletak sedikit di bawah garis *chord*. Pengaruh kontur sisi bawah yang lebih *source* membuat distribusi tekanan sisi bawah lebih besar sehingga membuat gradien tekanan balik lebih besar di daerah ini yang akhirnya membuat aliran terseparasi. Warna biru terlihat menyebar ke sisi bawah dan atas menun-

jukkan distribusi tekanan yang hampir sama sehingga aliran ujung celah belum terjadi sampai jarak ketebalan maksimum, setelah melewati ketebalan maksimum terutama pada jarak yang jauh dari ujung belakang terlihat distribusi tekanan sudah berbeda mengindikasikan aliran ujung celah yang lemah.

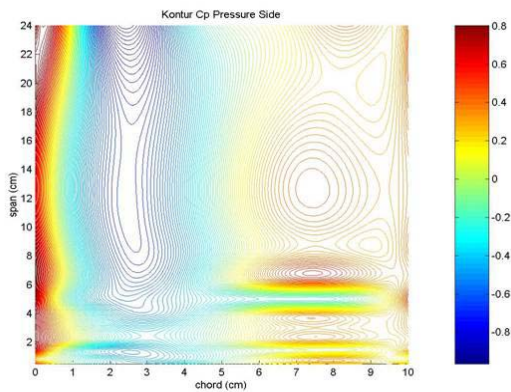


Gambar 28. Kontur Cp di Dinding

Hasil pengukuran tekanan statis ditunjukkan oleh gambar 29, terlihat bahwa tekanan tertinggi berada pada daerah ujung depan kemudian terus menurun pada arah belakang sampai daerah percepatan. Dapat diamati bahwa daerah ujung didominasi oleh distribusi tekanan rendah terutama pada jarak 25% span diukur dari ujung dekat ujung belakang, distribusi tekanan rendah ditunjukkan oleh warna biru muda. Dibandingkan dengan studi numerik, hasil yang didapat pada pengukuran tampak sama pada sepanjang jarak *chord*. Namun ada sedikit perbedaan pada daerah yang mendekati ujung dinding, pada studi eksperimental ini daerah ujung dinding mempunyai perbedaan warna yang tegas terutama dekat ujung belakang. Perbedaan ini menunjukkan beda tekanan yang lebih tinggi pada studi eksperimental sehingga intensitas aliran menuju ujung dinding juga akan lebih kuat.



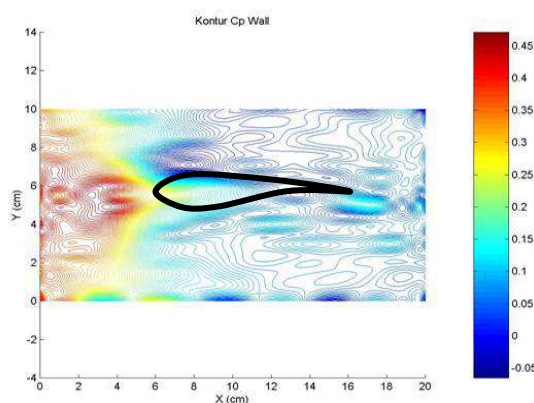
Gambar 29. Kontur Cp Eksperimental Sisi Atas



Gambar 30. Kontur Cp Eksperimental Sisi Bawah

Pada sisi sisi bawah, terlihat bahwa distribusi tekanan pada jarak 0 sampai dengan 25% *chord* mempunyai tren warna yang sama dengan sisi sisi atas, perbedaan mulai jelas terlihat pada daerah setelah ketebalan maksimum, pada sisi bawah terlihat bahwa perbedaan warna sangat tegas dengan daerah di depannya menunjukkan efek gradien tekanan balik yang kuat karena aliran melewati kontur geometri yang lebih source.

Hasil pengukuran di dinding ditunjukkan oleh gambar 31, pengamatan pada gambar tersebut menunjukkan distribusi tekanan yang hampir sama antara sisi bawah dan atas, sedikit perbedaan terletak pada daerah yang agak jauh dari *airfoil* sekitar 25% *chord*. Sisi sisi atas menunjukkan tekanan yang lebih rendah dari sisi bawah yang diindikasikan dengan warna biru tua yang lebih luas. Perbedaan tekanan ini membesar pada arah belakang kemudian mengecil pada saat meninggalkan ujung belakang.



Gambar 31. Kontur Cp Eksperimental di Dinding

Hasil visualisasi pada sisi atas ditunjukkan oleh gambar 32, pengamatan pada sisi sisi atas menunjukkan bahwa separasi aliran pada jarak yang dekat dengan tengah badan hampir tidak ada, gumpalan cat tidak terlihat pada daerah ujung belakang. Sebagai gantinya ditunjukkan goresan-

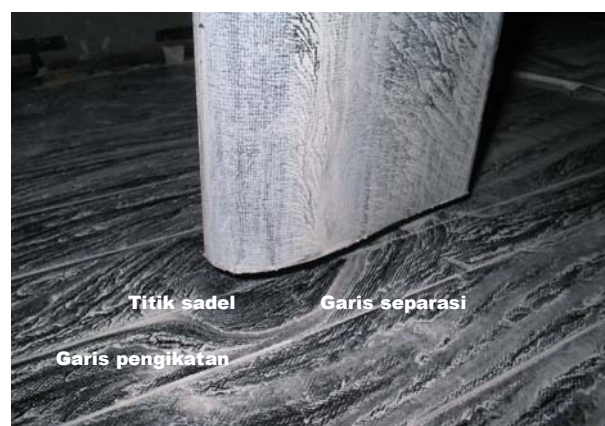
goresan yang tegas aliran yang membelok menuju ke ujung dinding. Gumpalan cat yang berada pada daerah percepatan tidak terlihat pada daerah ujung dinding.



Gambar 32. Hasil Visualisasi Sisi Atas

Pada kasus ini bertumbukan dengan vortex ujung celah di dekat ujung belakang dan terpilin membentuk *vortex* tunggal. Tebalnya cat yang mengumpul di daerah ini merupakan tambahan massa dari sisi atas yang terbawa oleh aliran sekunder dan akhirnya bertumbukan dengan gabungan vortex ujung celah dan *vortex* sepatu kuda.

Hasil visualisasi aliran pada sisi bawah ditunjukkan oleh gambar 33, dapat diamati bahwa terdapat massa yang masuk ujung celah menunjukkan adanya aliran ujung celah pada daerah setelah ketebalan maksimum, massa yang masuk ke dalam ujung celah tampak hanya pada daerah ujung dinding saja, hal ini menunjukkan induksi aliran ujung celah masih lemah walaupun lebih kuat daripada kasus geometri sebelumnya. Pada ujung belakang secara umum tidak ada gumpalan cat, sebagai gantinya gumpalan cat yang tebal terkonsentrasi pada daerah ketebalan maksimum, menunjukkan pengaruh gradien tekanan balik lebih kuat dibandingkan sisi atas.



Gambar 33. Hasil Visualisasi Sisi Bawah

Daerah aliran sekunder terlihat lebih luas pada sisi bawah dibandingkan sisi atas yaitu secara umum sesaat setelah meninggalkan daerah akselerasi terlihat berbelok ke arah dinding mengindikasikan kecilnya tekanan pada daerah dinding yang massanya terhisap ke celah. Goresan aliran yang berbelok ke arah ujung dinding tampak agak datar karena aliran sekunder yang terbentuk masih lemah. Terlihat bahwa titik sadel terbentuk lebih ke bawah jika dibandingkan dengan kasus *airfoil* kasus geometri sebelumnya menandakan perbedaan tekanan karena pengaruh kontur sisi bawah sudah terjadi di depan ujung depan. Kontur pada sisi bawah mempunyai distribusi tekanan yang lebih besar jika dibandingkan sisi atas membuat gradien tekanan balik pada daerah ini lebih besar sehingga aliran terseparasi pada daerah ini. Cabang garis separasi pada sisi bawah diamati mengikuti kontur *airfoil* namun hanya sampai pada ketebalan maksimum kemudian berbelok menuju celah karena pengaruh beda tekanan antara sisi atas dan bawah lebih besar daripada pada arah *chord* sehingga terhisap membentuk aliran ujung celah.

Pengamatan goresan garis gesekan kulit di dinding pada gambar 34 memperlihatkan bahwa titik sadel terbentuk lebih ke depan dan mendekati sisi tekanan dibandingkan dengan kasus geometri sebelumnya.



Gambar 34. Hasil Visualisasi dan Skema Aliran di Dinding

Hisapan celah juga tampak kuat sehingga tetap mengurangi energi pada daerah ini dan juga efek gradien tekanan balik yang lebih besar menyebabkan separasi aliran lebih dini dan terjadi pada sisi tekanan. Aliran jet yang lebih ke belakang terlihat lebih tegak lurus garis *chord* daripada kasus geometri sebelumnya. Dalam arah lebih ke belakang terutama setelah melewati kontur *source* dapat diamati bahwa aliran jet semakin tangensial, terlihat bahwa cabang garis separasi yang konstan lurus searah *chord* seperti pada kasus sebelumnya.

KESIMPULAN

Variasi kelengkungan sisi bawah menunjukkan fenomena-fenomena tersebut semakin jelas. Variasi kelengkungan permukaan bawah mengakibatkan sisi tersebut mengalami gradien tekanan balik yang lebih besar daripada sisi atas sehingga distribusi tekanan pada sisi sisi bawah cenderung lebih besar. Konsekuensinya bahkan pada kasus sudut serang 0° diamati bahwa titik sadel terbentuk sedikit lebih ke depan ujung depan dan di bawah garis *chord*. Aliran ujung celah juga terjadi walaupun di daerah yang agak dekat dengan ujung belakang yang mana pada *airfoil* simetris kasus $\alpha 0^\circ$ kedua fenomena ini tidak teramati. Pertambahan pembebanan sudut serang dan kelengkungan sisi bawah (*airfoil* tidak simetris II) menunjukkan fenomena tersebut lebih jelas.

Profil *airfoil* dengan blade ketebalan yang besar mengakibatkan gradien tekanan balik yang lebih besar pada aliran yang menuju ujung depan dibandingkan dengan profil yang lebih ramping, efek ini membuat titik sadel terbentuk lebih dini dan ke arah belakang, cabang garis separasi akan lebih luas yang menunjukkan daerah kehilangan energi juga lebih besar. Dengan demikian menguncupnya cabang garis separasi pada sisi sisi hisap karena bergesernya minimum pressure adalah pengaruh blade ketebalan yang besar dimana Rahman A [2003] tidak menjumpainya.

DAFTAR PUSTAKA

1. Kubendran, L.R., "Turbulent Flow Around a Wing/Fuselage-Type Junction", *AIAA Journal*, September, Vol. 24 No.9. 1986.
2. Merati, P. & Mc Mahon, H.M. & Yoo, K.M., "Experimental Investigation of a Turbulent Flow in the Vicinity of an Appendage Mounted on a Flat Plate," *Journal of Fluids Engineering*, December, Vol. 113/635. 1991.
3. Abdulla, A.K. & Bhargava, R.K. & Raj, R., "An Experimental Study of Local Wall Shear Stress, Surface Static Pressure, and Flow Visualization Upstream, Alongside, and Downstream of a Blade Endwall Corner," *Journal of Fluid Engineering*, Vol. 113/626, 1991.
4. Pierce, F.J. & Shin, J., "The Development of a Turbulent Junction Vortex System," *Journal of Fluids Engineering*, December, Vol. 114/559. 1992.
5. Itoh, I., "Effects of Wall and Streamline Curvatures on Instability of 3-D Boundary Layers," *AIAA Journal*, September, Vol. 30 No.5. 1994.

6. Dewi, N.L.P.C., *Studi Eksperimental Tentang Separasi Aliran Tiga Dimensi Dekat Dinding pada Daerah Interaksi Silinder Miring dengan Pelat Lengkung*, Tugas Akhir, Jurusan Teknik Mesin, FTI-ITS. 2002.
7. Rahman,A., *Studi Eksperimental Aliran Tiga Dimensi pada Daerah Interaksi Airfoil Simetris dan Pelat Datar dengan Pengaruh Clearance dan Perubahan Angle of Attack*, Tugas Akhir, Jurusan Teknik Mesin, FTI-ITS. 2003.